基于多尺度方法的三维编织 C/C 复合材料弯曲失效特性分析

赵雪尧,魏坤龙,史宏斌,任全彬,王健儒,白彦军,郭运强

(西安航天动力技术研究所燃烧、热结构与内流场重点实验室,710025 西安)

摘　要:为了预测三维编织 C/C 复合材料的弯曲失效行为,基于多尺度渐进展开理论,结合细观渐进损伤模型,建立了三维编织 C/C 复合材料宏细观多尺度分析模型。通过商业有限元软件 ABAQUS 用户子程序 UMAT 的二次开发,在宏观结构有限元分析中实时调用细观单胞模型进行细观渐进损伤分析,实现了宏细观尺度之间交互式信息传递和多尺度损伤模拟。利用上述模型对三点弯曲载荷下三维编织 C/C 复合材料梁的渐进损伤和失效过程进行了模拟,预测了梁的载荷-挠度曲线和弯曲强度,并与实验结果进行了对比分析,验证了基于多尺度方法的三维编织 C/C 复合材料弯曲强度预测模型的有效性,为此类材料及结构失效分析提供了一种手段。

关键词:三维编织 C/C 复合材料;多尺度方法;弯曲;渐进损伤;有限元法

中图分类号:V435　　**文献标志码**:A

Bending failure characteristics of 3D braided C/C composites based on multi-scale asymptotic method

ZHAO Xueyao, WEI Kunlong, SHI Hongbin, REN Quanbin, WANG Jianru, BAI Yanjun, GUO Yunqiang

(Key Laboratory of Combustion, Thermo-Structure and Internal Folow of SRM, 710025 Xi'an, China)

Abstract: In order to predict the bending failure behavior of the three-dimensional (3D) braided C/C composites, a multi-scale model was established based on the multi-scale asymptotic method. The representative volume element model for the material was called at each material integration point of the macro structure, the meso-stress fields for fiber yarns and matrix were computed, and the progressive damage analysis was conducted at meso level. The information exchanges between different scales and progressive damage were accomplished through a user developed subroutine UMAT in ABAQUS. The load-deflection curve, damage propagation, and bending strength of the 3D braided C/C composite beam under three-point bending were predicted by the developed model. The predicted results were in good agreement with the experiment results, demonstrating the validity of the developed model, which provides an effective tool for failure analysis of such kind of composite structure.

Key words: 3D braided C/C composite; multi-scale asymptotic method; bending; progressive damage; finite element method

收稿日期:2020-11-11　　**修回日期**:2022-04-18

基金项目:国防 973 项目(No. 61391)

通信作者:赵雪尧,工程师。E-mail:zhao_xueyaoxy@163.com

引用格式:赵雪尧,魏坤龙,史宏斌,等. 基于多尺度方法的三维编织 C/C 复合材料弯曲失效特性分析[J]. 应用力学学报,2022,39(4):642-649.

ZHAO Xueyao, WEI Kunlong, SHI Hongbin, et al. Bending failure characteristics of 3D braided C/C composites based on multi-scale asymptotic method[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2022, 39(4):642-649.

三维编织 C/C 复合材料除了具有传统 C/C 复合材料高比强、高比模以及耐高温等优点外,还具有抗分层、抗热震以及性能可设计等优点,在航空航天等高科技领域得到广泛应用,常常作为大型固体发动机喷管喉部、高速飞行器翼前缘以及导弹端头帽等[1]。作为新型高温热结构材料,三维编织 C/C 复合材料制备工艺复杂、周期长,开展性能预报研究对于三维编织 C/C 复合材料结构设计和材料开发具有重要意义[2-4]。

目前,已经有很多学者对三维编织复合材料的拉伸、剪切以及黏弹性性能预报进行了研究[5-8]。在强度预报方面,Aubard 等[9-10]建立了宏观弹塑性损伤模型预报了三维四向编织 C/C 复合材料的单轴拉伸非线性力学行为。文献[11-12]利用连续介质损伤理论研究了三维细编穿刺 C/C 复合材料在复杂载荷下的非线性应力应变关系。文献[13-15]通过对纤维束编织结构进行适当简化,采用统计理论计算了三维编织 C/C 复合材料的拉伸强度。三维编织 C/C 复合材料既是一种材料,也是一种结构,传统的宏观强度理论将三维编织复合材料等效为均匀化材料,难以反映材料细观编织结构。近年来,一些学者通过建立能够反映三维编织复合材料编织结构的细观模型,采用有限元方法研究三维编织 C/C 复合材料力学性能。文献[16-17]利用周期性单胞模型,对纤维束和基体分别采用细观强度准则,分别预报了细编穿刺 C/C 复合材料和三维针刺 C/C 复合材料的宏观拉伸强度,分析了纤维束/基体界面的影响。文献[18-19]采用 μCT 三维重构技术建立了三维正交编织 C/C 复合材料单胞模型,利用渐进损伤方法研究了材料制备孔隙缺陷和含量对三维正交编织 C/C 复合材料单轴拉伸失效行为的影响。陈波等[20]考虑了纤维束在高温氧化环境下的性能退化,利用渐进损伤方法建立了高温氧化环境下三维四向编织 C/C 复合材料拉伸强度预报模型,研究了氧化环境对材料拉伸强度和损伤扩展的影响。上述研究利用单胞模型从细观角度研究了三维编织 C/C 复合材料单轴拉伸或压缩失效行为,对于在弯曲载荷下三维编织 C/C 复合材料的失效行为的预报研究较少。在弯曲载荷作用下,三维编织 C/C 复合材料结构的宏观应力应变呈非均匀分布,利用单胞模型难以施加载荷和边界条件。如果对宏观结构全域进行细观结构建模和分析宏观与细观之间的尺度差异,又会带来数值模型庞大、甚至难以计算等问题。

针对上述问题,本研究基于渐进展开多尺度理论,建立了三维编织 C/C 复合材料结构失效的宏细观多尺度分析方法。对于宏观结构采用均质化材料模型,在宏观积分点处采用能够反映细观编织结构的单胞模型;对于纤维束和基体采用细观渐进损伤模型,利用商业有限元软件 ABAQUS 材料子程序 UMAT 二次开发,实现了宏细观之间交互式信息传递和多尺度损伤模拟;预测了三点弯曲载荷下三维编织 C/C 复合材料梁的渐进损伤和失效行为,并与实验结果进行了对比验证。

1 方法和模型

1.1 多尺度渐进展开方法

如图 1 所示,对于具有周期性微结构的三维编织 C/C 复合材料,定义材料宏观域为 Ω,宏观尺度坐标系为 x;定义其细观周期性单胞域为 Y,细观尺度坐标为 y,宏观和细观尺度之比为 $\varepsilon = y/x$。图中宏观结构坐标系 x_1 方向对应细观单胞模型的 y_3 方向,宏观 x_2 方向对应细观单胞模型的 y_1 方向。

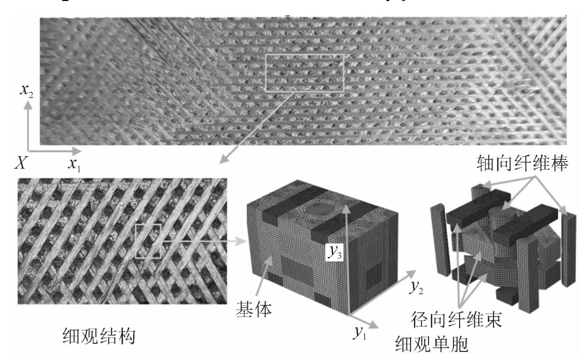


图 1　三维编织 C/C 复合材料宏细观结构及其周期性单胞模型

Fig. 1　Macro-micro structure and periodic unit cell model of three-dimensional braided C/C composite

将结构的宏观位移 u 展开成关于 2 种尺度之比 ε 的渐近展开式为

$$u^{\varepsilon}(x) = u(x,y) = u^{(0)}(x,y) + \varepsilon u^{(1)}(x,y) + \varepsilon^2 \quad (1)$$

同理,可将应变展开成关于 ε 的渐进展开式为

$$e_{ij}(u^{\varepsilon}) = \frac{1}{\varepsilon} e_{ij}^{(-1)}(x,y) + e_{ij}^{(0)}(x,y) + \varepsilon e_{ij}^{(1)}(x,y) + \varepsilon^2 \quad (2)$$

根据几何方程、本构方程以及弹性问题平衡方程,令关于 ε 幂的各阶系数为 0,得到一系列摄动方

程，即：

$$\varepsilon^{-2}: \quad \frac{\partial \boldsymbol{\sigma}_{ij}^{(-1)}}{\partial y_j}=0 \tag{3a}$$

$$\varepsilon^{-1}: \quad \frac{\partial \boldsymbol{\sigma}_{ij}^{(-1)}}{\partial x_j}+\frac{\partial \boldsymbol{\sigma}_{ij}^{(0)}}{\partial y_j}=0 \tag{3b}$$

$$\varepsilon^{0}: \quad \frac{\partial \boldsymbol{\sigma}_{ij}^{(0)}}{\partial x_j}+\frac{\partial \boldsymbol{\sigma}_{ij}^{(1)}}{\partial y_j}+f_i=0 \tag{3c}$$

同时，得到关于宏观位移（$u_i^{(0)}$）和一阶细观位移（$u_i^{(1)}$）的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial y_j}C_{ijkl}\left(\frac{\partial u_k^{(0)}}{\partial y_l}+\frac{\partial u_k^{(1)}}{\partial y_l}\right)=0 \tag{4}$$

式(4)联系着宏观位移和一阶细观位移，并且可以证明一阶细观位移具有 Y 周期性，且其解可以表示为

$$\boldsymbol{u}_i^{(1)}=\boldsymbol{\chi}_i^{kl}\frac{\partial u_k^{(0)}}{\partial x_l} \tag{5}$$

式中，$\boldsymbol{\chi}_i^{kl}$ 为宏观位移与细观位移之间的关联矩阵，也称作单胞特征位移场。

根据式(4)、式(5)及弹性本构关系，可以得到求解单胞特征位移场 $\boldsymbol{\chi}_i^{kl}$ 和单胞一阶细观应力 $\boldsymbol{\sigma}_{ij}^{(0)}$ 的控制方程，即

$$\frac{\partial}{\partial y_j}\left[\left(\boldsymbol{C}_{ijkl}^{\varepsilon}+\boldsymbol{C}_{ijkl}^{\varepsilon}\frac{\partial \boldsymbol{\chi}_i^{kl}}{\partial y_l}\right)\frac{\partial u_k^{(0)}}{\partial x_l}\right]=0 \tag{6}$$

$$\boldsymbol{\sigma}_{ij}^{(0)}(x,y)=\left(\boldsymbol{C}_{ijkl}^{\varepsilon}+\boldsymbol{C}_{ijkl}^{\varepsilon}\frac{\partial \boldsymbol{\chi}_i^{kl}}{\partial y_l}\right)\frac{\partial u_k^{(0)}}{\partial x_l} \tag{7}$$

可以看出，结构内部某一点的细观应力可以分为2部分：一部分是由该点处组分材料的自身刚度引起；另一部是由于材料细观结构引起的附加应力。利用式(5)和式(3c)得到求解均匀化宏观位移场 $u_i^{(0)}$ 的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\boldsymbol{C}_{ijmn}^{H}\frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_m^{(0)}}{\partial x_n}+\frac{\partial u_n^{(0)}}{\partial x_m}\right)\right]+f_i=0 \tag{8}$$

式中，$\boldsymbol{C}_{ijmn}^{H}$ 为单胞内定义均匀化的刚度系数，表达式为

$$\boldsymbol{C}_{ijmn}^{H}=\frac{1}{|Y|}\int_Y \boldsymbol{C}_{ijkl}\left(\delta_{km}\delta_{ln}+\frac{\partial \boldsymbol{\chi}_k^{mn}}{\partial y_l}\right)\mathrm{d}Y \tag{9}$$

从均匀化系数的定义可以看出，均匀化系数即宏观结构的等效刚度，在得到宏观结构的等效刚度后，就可以求解宏观结构的位移场。可以看出，求解均匀化等效刚度系数最关键的是求解单胞特征位移 $\boldsymbol{\chi}_i^{kl}$。这可以采用有限元法[21]进行数值求解。

1.2 细观损伤模型

通过单胞细观控制方程式(7)可以获得宏观结构所对应的细观应力，结合一定的细观强度准则就可以建立细观损伤模型。

三维编织 C/C 复合材的细观组分材料主要是纤维束和基体。假设纤维束为正交各向异性单向复合材料，在弯曲载荷作用下，纤维束的主要破坏模式有：纤维束纵向拉伸破坏、纤维束纵向压缩破坏、纤维束横向拉伸破坏和纤维束横向压缩破坏。为简单起见，采用最大应力准则作为上述4种破坏模式的损伤准则，同时取拉伸和压缩破坏准则中的较大值作为不同方向的损伤判据。

$$\phi_L=\max\left[\left(\frac{\sigma_L}{F_L^t}\right)^2,\left(\frac{\sigma_L}{F_L^c}\right)^2\right] \tag{10a}$$

$$\phi_T=\max\left[\left(\frac{\sigma_T}{F_T^t}\right)^2,\left(\frac{\sigma_T}{F_T^c}\right)^2\right] \tag{10b}$$

$$\phi_Z=\max\left[\left(\frac{\sigma_Z}{F_Z^t}\right)^2,\left(\frac{\sigma_Z}{F_Z^c}\right)^2\right] \tag{10c}$$

式中：L、T、Z 分别表示直角坐标系下纤维束的纵向(L)和横向(T,Z)；$\sigma_I(I=L,T,Z)$ 分别为纤维束3个方向的正应力；F_I^t、$F_I^c(I=L,T,Z)$ 分别为纤维束3个方向的拉伸和压缩强度。

对于基体材料，假设为各向同性材料，采用式(11)所示 Von-Mises 等效应力强度准则作为初始损伤判据。

$$\phi_m=\frac{1}{F_t^m}\sqrt{\frac{1}{2}\left[(\sigma_1-\sigma_2)^2+(\sigma_2-\sigma_3)^2+(\sigma_1-\sigma_3)^2\right]}\geqslant 1 \tag{11}$$

式中：ϕ_m 为基体初始损伤方程值；σ_1、σ_2、σ_3 为基体材料的3个主应力；F_t^m 为基体材料的拉伸强度。

纤维束和基体组分材料中应力一旦满足上述失效准则后，则意味着组分材料发生损伤。在有限元模拟中，通常采用折减其刚度的方法模拟损伤。根据刚度折减因子的不同，主要有固定的折减因子和渐进变化的折减因子两种折减方案。本研究采用与组分材料断裂能、单元特征尺度和局部应力相关的指数型损伤演化方程，引入3个损伤变量 d_L、d_T 和 d_Z，描述纤维束的渐进损伤过程。

$$d_L=1-\frac{1}{\phi_L}\exp\left[-C_{11}\varepsilon_{11,f}^2(\phi_L-1)\frac{L_c}{G_f}\right] \tag{12}$$

$$d_T=1-\frac{1}{\phi_T}\exp\left[-C_{22}\varepsilon_{22,f}^2(\phi_T-1)\frac{L_c}{G_m}\right] \tag{13}$$

$$d_Z=1-\frac{1}{\phi_Z}\exp\left[-C_{33}\varepsilon_{33,f}^2(\phi_Z-1)\frac{L_c}{G_m}\right] \tag{14}$$

式中：d_L，d_T 和 d_Z 分别为纤维束纵向(L)和2个横

向(T、Z)损伤变量;ϕ_L、ϕ_T 和 ϕ_Z 分别为纤维束 3 个方向初始损伤方程代数值;C_{11}、C_{22}和 C_{33}分别为纤维束 3 个方向的正轴刚度;$\varepsilon_{11,f}$、$\varepsilon_{22,f}$和 $\varepsilon_{33,f}$分别为纤维束 3 个方向的破坏应变;L_c 为单元特征尺度,取单元体积的 3 次方根;G_f 和 G_m 分别为纤维束和基体断裂能。

对于基体损伤,损伤变量 d_m 通过以下方程获得

$$d_m = 1 - \frac{1}{\phi_m}\exp\left[-C_{11}\varepsilon_{m,f}(\phi_m - 1)\frac{L_c}{G_m}\right] \quad (15)$$

式中:d_m 为基体损伤变量;$\varepsilon_{m,f}$为基体破坏应变。

假设损伤主向和材料主轴重合,将损伤变量 d_I ($I = L,T,Z,m$)引入组分材料刚度矩阵 $\boldsymbol{C}$,使材料刚度随着损伤的发展而逐渐衰减,对于纤维束而言,这个含损伤变量的刚度矩阵 $\boldsymbol{C}(d)$可以表示为

$$\boldsymbol{C}(d) = \begin{bmatrix} b_L C_{11} & b_L b_T C_{12} & b_L b_Z C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & b_T C_{22} & b_T b_Z C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & b_Z C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & \text{sym} & & b_T C_{44} & 0 & 0 \\ & & & & b_Z C_{55} & 0 \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中:$b_L = 1 - d_L$;$b_T = 1 - d_T$;$b_Z = 1 - d_Z$;sym 表示对称矩阵。

1.3 多尺度有限元模型

根据上述宏观和细观多尺度分析方法,采用 ABAQUS 商业有限元软件建立如图 2 所示的三维编织 C/C 复合材料宏观和细观多尺度有限元模型,分析模型包括细观有限元模型和宏观有限元模型。宏观模型为长×宽×高 =60 mm×14 mm×6.8 mm 的三维编织 C/C 复合材料梁,跨距为 50 mm;采用 8 节点六面体单元 C3D8 进行有限元网格划分,在梁中部、支撑点等高应力区域进行局部网格细化;边界条件为梁的一端固支,一端简支,通过面接触将载荷施加到梁上表面中间部位的网格节点上。

根据三维编织 C/C 复合材料的周期性细观结构,在三点弯曲梁的宏观有限元模型的每个单元积分点处,提取能够反映三维编织 C/C 复合材料细观编织结构的最小重复性单胞。单胞模型的长×宽×高 =5.4 mm×3.2 mm×3.3 mm。单胞模型包括纤维束增强相和基体相。采用 8 节点六面体 C3D8 单元进行网格划分,共划分 72 420 个单元;纤维束单元和基体单元为共节点连接。关于单胞模型的具体建立过程见文献[22]。

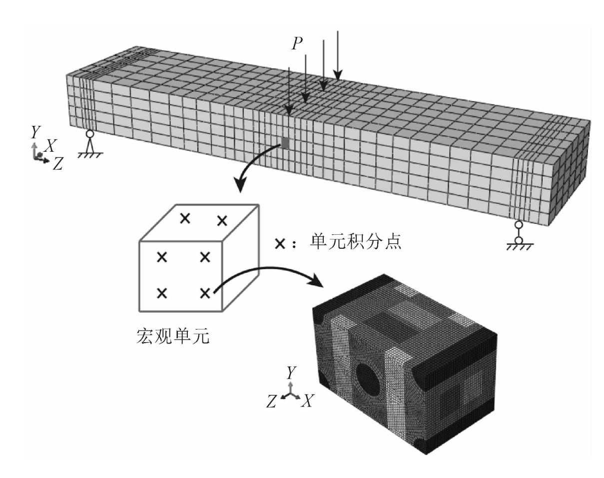


图 2 三维编织 C/C 复合材料梁宏细观多尺度模型

Fig. 2 Macro-meso scale models of three-dimensional braided C/C composite beam

1.4 周期性边界条件

在利用细观问题控制方程求解单胞特征函数$\boldsymbol{\chi}_i^{kl}$时,单胞需要满足式(17)所示周期性边界条件。假设单胞的形状为六面体,式(17a)表示单胞每两个对面中位置相同点处的特征位移相等;式(17b)表示单胞 8 个顶点 A、B、C、D、E、F、G 和 H 处的特征位移为 0。Xia 等[23]给出这种特殊形式的边界条件的实现方法。本研究利用 ABAQUS 商业有限元软件中多点耦合位移约束方程(Multi-point coupling)实现上述周期性边界条件。

$$\boldsymbol{\chi}_i^{kl}(y + Y) \qquad \text{on } \partial Y \qquad (17a)$$

$$\boldsymbol{\chi}_i^{kl}(y) = 0 \qquad \text{on } \partial Y^{\text{vert}} \qquad (17b)$$

式中:$\boldsymbol{\chi}_i^{kl}(y)$为单胞位移;$y$ 为细观坐标;Y 为单胞域;∂Y 为单胞边界;∂Y^{vert}为单胞顶点。

1.5 组分材料性能

三维编织 C/C 复合材料采用 T300 炭纤维和沥青碳基体制备而成,纤维丝和碳基体的性能参数见表 1。相关性能参数取自文献[24-27],纤维束纵向压缩强度取拉伸强度的 60%[28]。需要指出的是,经过 2 500 ℃高温热处理后,碳纤维模量有很大提高,强度则有一定的下降。纤维束的性能参数可以根据纤维丝、基体性能及纤维体积分数利用 Chamis 理论公式[29]复合得到。三维编织 C/C 复合材料轴向纤维束体积分数为 80%,径向纤维束体积分数为 60%,纤维束的性能参数如表 2 所示。

表 1　纤维丝和基体性能

Tab. 1　Fiber yarn and matrix properties

项目	E_{f1}/GPa	E_{f2}/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa	G_{23}/GPa	F_t/MPa	F_c/MPa
碳纤维丝	350	40	0.26	24	14.3	1 600	960
碳基体	12	–	0.33	–	–	35	60

表 2　纤维束性能参数

Tab. 2　Fiber bundle performance parameters

纤维束	E_1/GPa	E_2/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa	G_{23}/GPa	F_1^t/MPa	F_1^c/MPa	F_2^t/MPa	F_2^c/MPa
轴向纤维束	282.4	32.09	0.274	16.48	11.45	1 280	768	32.68	56.03
径向纤维束	214.8	26.21	0.288	12.16	9.60	960	576	30.72	52.67

2　结果与讨论

2.1　宏细观应力分析

图 3 给出了三维编织 C/C 复合材料三点弯曲梁的 S33 应力分布情况(加载位移 0.14 mm,载荷为 605 N)。S33 应力是指 6 个应力分量中沿着图中坐标系 Z 方向的应力。由图 3 可见:在弯曲载荷作用下,梁的上下表面的中间部位应力水平较高;上表面 Z 向 S33 应力分量为负值,下表面 S33 应力分量为正值,梁中性面 S33 应力近似为 0;宏观应力分布符合三点弯曲梁的一般变形规律。

图 4 给出了三维编织 C/C 复合材料三点弯曲梁上下表面应力最大点处对应单胞的 S33 细观应力场。由图 4 可见,三点弯曲载荷下梁上表面对应单胞的 S33 细观应力值为负,下表面对应单胞的 S33 细观应力值为正。这是由于弯曲载荷下梁的上表面受压,下表面受拉引起的;同时,轴向纤维束中的应力水平远高于基体应力水平,说明在三点弯曲载荷下轴向纤维棒承担了主要载荷,基体的贡献很小。

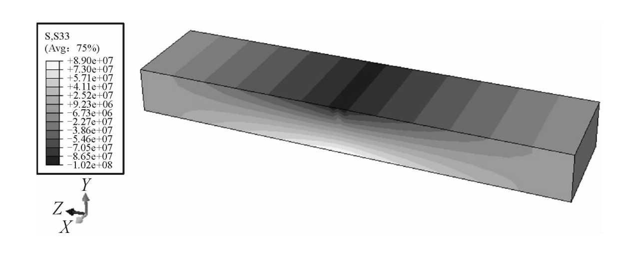


图 3　三维编织 C/C 复合材料三点弯曲梁宏观应力

Fig. 3　Macro-stress of three-point bending beam of three-dimensional braided C/C composite

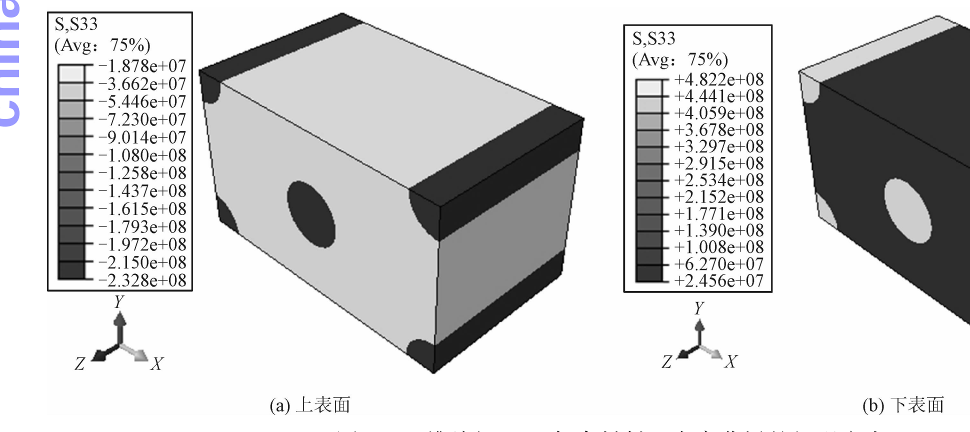


图 4　三维编织 C/C 复合材料三点弯曲梁的细观应力

Fig. 4　Micro-stress of three-point bending beam of three-dimensional braided C/C composite

2.2　宏观载荷-挠度曲线

图 5 为预测的三维编织 C/C 复合材料三点弯曲梁的载荷-挠度曲线和实验测试曲线。由图 5 可见:基于多尺度模型的预测曲线和实验曲线总体趋势基本吻合。在加载初始阶段,弯曲载荷-挠度曲线基本呈线性。当载荷接近最大值时,曲线表现出轻微的非线性,这是由基体损伤所引起的。随后,载荷-挠度曲线迅速下降,曲线表现出弹脆性特点,出现锯齿状波动。这是由于梁从上下表面到中性面逐

渐破坏所引起的载荷重新分配所导致。选取弯曲载荷-挠度曲线上载荷最大值作为梁的弯曲失效载荷，根据式(18)可以计算得到三点弯曲梁的弯曲破坏强度 σ，如图 6 所示。3 个试样的测试值分别为 129.55 MPa、129.6 MPa 和 140.9 MPa，测试平均值为 133.35 MPa，模型预测值为 146.85 MPa，预测值大于实验值。这可能是由于数值模型中没有考虑材料制备中产生的空隙、微裂纹等缺陷，以及纤维束/基体界面脱粘的影响。

$$\sigma = \frac{3pl}{2bh^2} \tag{18}$$

式中：p 为最大弯曲载荷；l 为跨度；b 为试样宽度；h 为试样高度。

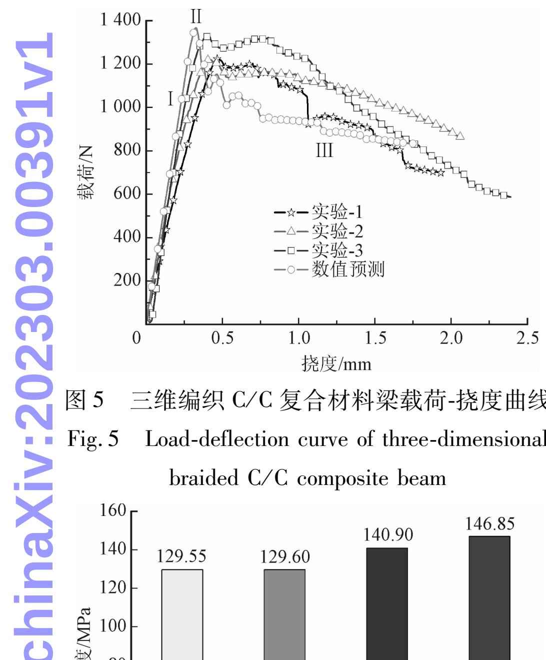


图 5　三维编织 C/C 复合材料梁载荷-挠度曲线

Fig. 5　Load-deflection curve of three-dimensional braided C/C composite beam

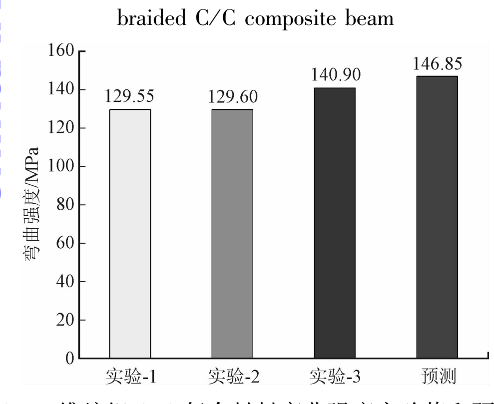


图 6　三维编织 C/C 复合材料弯曲强度实验值和预测值

Fig. 6　Experimental and predicted values of bending strength of three-dimensional braided C/C composites

2.3　渐进损伤过程

图 7 为利用多尺度模型模拟获得图 5 三点弯曲梁载荷-挠度曲线上 Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ 点处的宏观损伤状态。图中，“SDV1”表示宏观损伤变量，是含损伤的单胞均匀化刚度矩阵中刚度分量 $C_{33}^H(d)$ 与未损伤的单胞均匀化刚度矩阵中刚度分量 C_{33}^H 的比值，含损伤的单胞均匀化刚度 $C^H(d)$ 是根据纤维束和基体的损伤变量 d_I，利用式(9)重新计算后获得。“SDV1”值在 0～1 之间，0 表示没有损伤，1 表示完全损伤，由图可见，在三点弯曲载荷作用下，梁首先在上表面中间部位发生损伤，随着载荷的增加，梁上下表面均发生损伤，损伤的区域逐渐扩大，且损伤区域逐渐向梁的中性面扩展，上下表面损伤区域逐步贯穿梁的厚度方向截面，最终导致梁的弯曲失效。

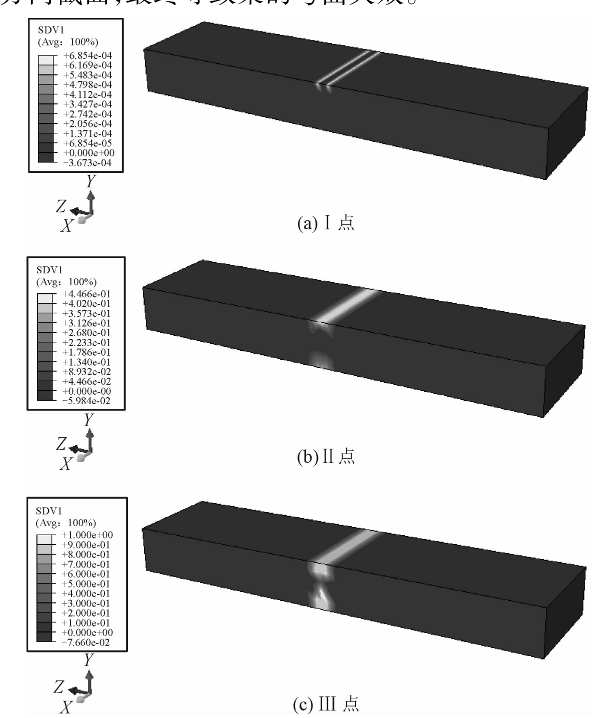


图 7　三维编织 C/C 复合材料梁三点弯曲宏观损伤过程

Fig. 7　Macroscopic damage process of three-point bending of 3D braided C/C composite beam

为了验证渐进损伤过程的模拟结果，进行了三维编织 C/C 复合材料三点弯曲实验。弯曲试样为 60 mm × 14 mm × 6.8 mm 的长方体，跨距为 50 mm。三点弯曲实验采用 MTS 材料实验机，将弯曲试样放置在两个支撑点之间，用一个移动压头施加准静态载荷。实验在室温条件下进行，采用位移加载控制，加载速度 1 mm/min，记录试样加载点处的位移和载荷。图 8 为三维编织 C/C 复合材料弯曲试样和弯曲实验。

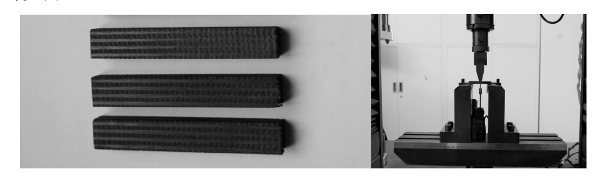


图 8　三维编织 C/C 复合材料弯曲实验

Fig. 8　Three-dimensional braided C/C composites bending experiment

图 9 为三维编织 C/C 复合材料梁在三点弯曲载荷下的破坏形貌。由图 9 可见,三维编织 C/C 复合材料弯曲破坏的部位和区域大小与数值模拟的结果符合良好。

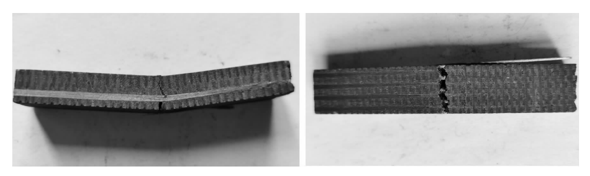


图 9　三维编织 C/C 复合材料梁三点弯曲破坏形貌

Fig. 9　Failure morphology of 3D braided C/C composite beam under three-point bending

3　结　论

本研究的主要结论如下。

1)基于多尺度渐进展开理论,结合细观损伤模型建立了三维编织 C/C 复合材料结构失效的宏细观多尺度分析方法,基于商业有限元软件 ABAQUS 子程序 UMAT 的二次开发,实现了宏观与细观尺度之间的交互信息传递以及多尺度损伤模拟。

2)对三点弯曲载荷下三维编织 C/C 复合材料梁的失效过程进行了模拟,预测了三维编织 C/C 复合材料梁的载荷-挠度曲线、弯曲强度以及宏观渐进损伤过程,数值预测结果与实验结果基本相符,为此类材料及结构失效分析提供了一种手段。

参考文献:

[1] 杜善义,韩杰才,赫晓东,等. 多向编织碳/碳复合材料力学行为研究[J]. 宇航学报,1995,16(4):94-100.
DU Shanyi,HAN Jiecai,HE Xiaodong,et al. Mechanical behaviour of multi-dimensional carbon/carbon compositites[J]. Journal of astronautics,1995,16(4):94-100(in Chinese).

[2] 梁仕飞,矫桂琼,王波. 三维机织 C/C-SiC 复合材料弹性性能预测[J]. 复合材料学报,2011,28(1):138-142.
LIANG Shifei, JIAO Guoqiong, WANG Bo. Prediction of elastic properties of three dimensional woven C/C SiC composite[J]. Acta materiae compositae Sinica,2011,28(1):138-142(in Chinese).

[3] RAO M V, MAHAJAN P, MITTAL R K. Effect of architecture on mechanical properties of carbon/carbon composites[J]. Composite structures,2008,83(2):131-142.

[4] 唐敏,高波,史宏斌,等. 基于均匀化方法的轴编 C/C 复合材料性能预测[J]. 固体火箭技术,2011,34(1):110-113.
TANG Min, GAO Bo, SHI Hongbin, et al. Mechanical properties prediction of 4D-inplain carbon/carbon composites based on homogenization method[J]. Journal of solid rocket technology,2011,34(1):110-113(in Chinese).

[5] XIE J,LIANG J,FANG G,et al. Effect of needling parameters on the effective properties of 3D needled C/C-SiC composites[J]. Composites science & technology,2015,117(29):69-77.

[6] AI S G,FU H,HW R J,et al. Multi-scale modeling of thermal expansion coefficients of C/C composites at high temperature[J]. Mater design,2015,82:181-188.

[7] 王波,矫桂琼,陶亮,等. 三维编织复合材料剪切性能分析[J]. 应用力学学报,2003,20(3):25-28.
WANG Bo,JIAO Guiqiong,TAO Liang,et al. Shear property analysis of three-dimensional braided composite[J]. Chinese journal of applied mechanics,2003,20(3):25-28(in Chinese).

[8] 袁欣,孙慧玉. 树脂基三维编织复合材料粘弹性性能的有限元分析[J]. 应用力学学报,2012,29(1):87-92.
YUAN Xin, SUN Huiyu. Finite element analysis on viscoelastic properties of resin-based 3-D braided composites [J]. Chinese journal of applied mechanics,2012,29(1):87-92(in Chinese).

[9] AUBARD X,CLUZEL C. GUITARD L,et al. Modelling of the mechanical behaviour of 4D carbon/carbon composite materials[J]. Composites science & technology,1998,58(5):701-708.

[10] AUBARD X,CLUZEL C,GUITARD L,et al. Damage modeling at two scales for 4D carbon/carbon composites[J]. Computers & structures,2000,78(1/2/3):83-91.

[11] SIRON O,PAILHES J,LAMON J. Modelling of the stress/strain behaviour of a carbon/carbon composite with a 2.5 dimensional fibre architecture under tensile and shear loads at room temperature [J]. Composites science and technology,1999,59(1):1-12.

[12] PAILHES J,CAMUS G,LAMON J. A constitutive model for the mechanical behavior of a 3D C/C composite[J]. Mechanics of materials,2002,34(3):161-177.

[13] 顾震隆,刘培广. 三向碳碳材料在小偏轴角拉伸下的切口强度预报[J]. 复合材料学报,1990,7(1):40-44.
GU Zhenlong,LIU Peiguang. Prediction of notched strength of 3D carbon/carbon materials under tension with small off-axis angle [J]. Acta materiae compositae sinica,1990,7(1):40-44(in Chinese).

[14] 韩杰才,赫晓东. 多向编织碳/碳复合材料的强度与断裂[J]. 宇航学报,1995(1):69-74.
HAN Caijie,HE Xiaodong. On the strength and fracture of 3D carbon-carbon composites[J]. Journal of astronautics,1995(1):69-74 (in Chinese).

[15] ZUO Weiwei,XIAO Laiyuan,LIAO Daoxun. Statistical strength analyses of the 3-D braided composites[J]. Composites science and technology,2007,67:2095-2102.

[16] 梁军,卢琦,方国东,等. C/C 复合材料界面影响下的宏观拉伸强度模拟[J]. 航空材料学报,2011,31(增刊 1):196-203.

LIANG Jun, LU Qi, FANG Guodong, et al. The simulation of macroscopic tensile strength under the influence of C/C composite interface[J]. Journal of aeronautical materials, 2011, 31(S1): 196-203(in Chinese).

[17] 谭勇洋,燕瑛,李欣,等. 针刺 C/C 复合材料拉伸强度及渐进失效数值预测[J]. 航空学报,2015,35(1):1-7.

TAN Yongyang, YAN Ying, LI Xin, et al. Numerical prediction of tensile strength and progressive damage of needled C/C composites [J]. Acta aeronautica & astronautica sinica, 2015, 35(1): 1-7(in Chinese).

[18] SHIGANG A, DAINING F, RUJIE H, et al. Effect of manufacturing defects on mechanical properties and failure features of 3D orthogonal woven C/C composites[J]. Composites part B: Engineering, 2015, 71: 113-121.

[19] XU J, LU X, ZHU X. Effect of random void defects on the mechanical behavior of C/C braided composites[J]. Advanced engineering materials, 2018, 20(8): 1701164.

[20] 陈波,温卫东,崔海涛,等. 三维四向 C/C 复合材料高温氧化环境强度预测[J]. 航空动力学报,2019,34(4):852-863.

CHEN Bo, WEN Weidong, CUI Haitao, et al. Strength prediction of 3-D four directional C/C composites by high temperature and oxidation environment[J]. Journal of aerospace power, 2019, 34(4): 852-863(in Chinese).

[21] 梁军,黄富华,杜善义. 周期性单胞复合材料有效弹性性能的边界力方法[J]. 复合材料学报,2010,27(2):108-112.

LIANG Jun, HUANG Fuhua, DU Shanyi. Boundary force method to predict effective elastic properties of periodical unit cell composite material[J]. Acta materiae compositae Sinica, 2010, 27(2): 108-112(in Chinese).

[22] WEI K L, LI J, SHI H B, et al. Two-scale prediction of effective thermal conductivity of 3D braided C/C composites considering void defects by asymptotic homogenization method[J]. Applied composite materials, 2019, 26(5): 1367-1387.

[23] XIA Z, ZHANG Y, ELLYIN F. A unified periodical boundary conditions for representative volume elements of composites and applications[J]. International journal of solids and structures, 2003, 40(8): 1907-1921.

[24] SAKAIA M, MATSUYAMAA R, MIYAJIMAB T. The pull-out and failure of a fiber bundle in a carbon fiber reinforced carbon matrix composite[J]. Carbon, 2000, 38: 2123-2131.

[25] WEI L, ZHANG Y, XU C, et al. Mechanical properties of 3D carbon/carbon composites by nanoindentation technique[J]. Journal of Central South University of Technology, 2012, 19(1): 36-40.

[26] SAVAGEG. Carbon-carbon composites[M]. England: Chapman and Hall, 1993.

[27] BHAGAT A R, MAHAJAN P. Characterization and damage evaluation of coal tar pitch carbon matrix used in carbon/carbon composites[J]. Journal of material engineering and perform, 2016, 25: 3904-3911.

[28] 武玉芬,张博明,王晓宏,等. 碳纤维单丝纵向压缩强度的实验研究[J]. 哈尔滨工程大学学报,2011,32(4):530-535.

WU Yufen, ZHANG Boming, WANG Xiaohong, et al. Experimental research of the longitudinal compressive strength of carbon fiber [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2011, 32(4): 530-535(in Chinese).

[29] CHAMIS C. Mechanics of composite materials: Past, present, and future[J]. Journal of composites technology and research, 1989, 11: 3-14.

（编辑　黄崇亚）